

①9 BUNDESREPUBLIK
DEUTSCHLAND



DEUTSCHES
PATENTAMT

⑫ Offenlegungsschrift
⑩ DE 44 28 129 A 1

⑤1 Int. Cl.⁶:
B 64 C 9/12
B 64 C 39/06
B 64 C 3/10

②1 Aktenzeichen: P 44 28 129.3
②2 Anmeldetag: 9. 8. 94
④3 Offenlegungstag: 15. 2. 96

DE 44 28 129 A 1

⑦1 Anmelder:
Müller-Mahn, Werner, 23701 Eutin, DE

⑦2 Erfinder:
Antrag auf Nichtnennung

Der Inhalt dieser Schrift weicht von den am Anmeldetag eingereichten Unterlagen ab

⑤4 Rundflügelverbund-Flugzeug mit aufrechtstehenden aerodynamischen Linear-, Lateral- und Zentraldrehpunkt-Steuerungs-Rudern

⑤7 Flügelverbund-Flugzeuge mit aufrechtstehenden aerodynamischen Seitenrudern sind allgemein bekannt. Solche bekannten Seitenruder werden zum alleinigen Zwecke der Seitenrichtungssteuerung der Flugzeuglängsachse während des Linearfluges nach vorn verwendet.

Die Erfindung weicht zur Erzielung einer größeren Flugzeugwendigkeit von den bekannten Seitensteuerungsrudern ab, um eine Flugzeug-Linear-, Lateral- und Zentraldrehpunkt-Steuerung zu bewirken. Zu diesem Zwecke werden auf einem gemeinsamen Drehkreis liegend zwei Seitenruder vor dem Flugzeugschwerpunkt gleichmäßig links und rechts von der Flugzeuglängsachse angeordnet, während ein drittes Seitenruder hinter dem Flugzeugschwerpunkt in der Flugzeuglängsachse zu liegen kommt.

Die Erfindung ist beispielsweise auf einen Rundflügelverbund bezogen worden.

DE 44 28 129 A 1

Die folgenden Angaben sind den vom Anmelder eingereichten Unterlagen entnommen

Die Erfindung betrifft eine aerodynamische Steuerung eines Flugzeuges mit aufrechtstehenden, einteiligen Rudern, die mittels verschiedener Ruderstellungen und bestimmter Standorte einen Linear-, Lateral- und Zentral-Drehpunkt-Flug bewirken. Die Erfindung bezieht sich ferner auf einen sogenannten Rundflügelverbund für die Ruderstandorte.

Aerodynamische Steuerungen mit aufrechtstehenden Rudern sind im Flugzeugbau allgemein bekannt. Sie werden dabei im wesentlichen als Einzel- oder Doppeleruder zur Seitensteuerung, verwendet und sind zweckgemäß am Flugzeugheck angeordnet.

Die Erfindung hat die Aufgabe, die Wendigkeit eines Flugzeuges im seitlichen Bereich wesentlich zu erhöhen. Zu diesem Zwecke sind um den Flugzeugschwerpunkt herum, in einem Kreisbogen liegend, drei einteilige Ruder angeordnet, wovon zwei Ruder vor und ein Ruder hinter dem Schwerpunkt liegen. Die beiden vorderen Ruder sind gleichmäßig rechts und links von der Flugzeuglängsachse auf/unter dem vorderen Flügelteil angebracht, während das hintere Ruder in der Flugzeuglängsachse zu liegen kommt. Die beiden vorderen Ruder sind vorn und das hintere Ruder in der Mitte einer Hochachse angeordnet und allseitig drehbar gelagert. Jedes Ruder ist einzeln oder gemeinsam steuerbar, so daß die zuvor genannten Flugrichtungen, einschließlich eines Zick-Zack-Fluges und der Flugzeugdrehung um sich selbst möglich sind.

Aufrechtstehende aerodynamische Ruder zur Steuerung eines Flugzeuges in der genannten Weise sind bisher unbekannt, so daß sich eine erhebliche Überlegenheit der Erfindung ergibt.

Die Erfindung ist beispielsweise dargestellt in drei Figuren:

Fig. 1 und Fig. 2 zeigen einen Rundflügelverbund 1 mit äußerer Ellipsen- und innerer Kreisform in Draufsicht, wobei im vorderen Flügelteil seitlich der gedachten Flugzeuglängsachse X gleichmäßig je ein aufrechtstehendes, einteiliges Ruder 2 und 3 angeordnet und vorn mit einem zugehörigen Gelenk 2a, 3a oben oder unten am vorderen Flügelteil drehbar gelagert und befestigt ist. Im hinteren Flügelteil ist ein Heckruder 4 in der gedachten Längsachse X angeordnet und drehbar befestigt, wobei das zugehörige Gelenk 4a in der Mitte des Heckruders liegt. Die Rudergelenke 2a, 3a, 4a befinden sich in einem gedachten Drehkreis Y, dessen Mittelpunkt sich im Flugzeugschwerpunkt Z befindet. (In Fig. 1 sind die Ruderstellungen in Flugrichtung nach vorn durch einen Pfeil dargestellt). Die Fig. 2 zeigt nach Fig. 1 eine gleichmäßige Stellung der Ruder 2, 3 und 4 für einen Seitenflug (Pfeilrichtung). Die Fig. 3 zeigt einen anderen, geteilten Rundflügelverbund mit ungleichen vorderen und hinteren Flügelhälften 1, 1a, die spaltmäßig angeordnet, außen kreisförmig gestaltet und zu einer Einheit zusammengefügt sind. Die ebenfalls auf einem gedachten Drehkreis Y angeordneten Ruder 2, 3 und 4 zeigen die erfindungsgemäße Zentralschwerpunkt-Steuerung der einzelnen Ruder, wobei das Heckruder 4 als Hauptruder in zwei Teile gegliedert ober- und unterhalb der hinteren Flügelhälfte 1a allseitig drehbar gelagert und befestigt ist. Die nach unten stehenden Längen der vorderen Ruder 2 und 3 sind auf die untere Ruderslänge des Heckruders 4 abgestimmt.

Der Rundflügelverbund kann auch eine andere Gestaltung haben, und der Zentralschwerpunkt des Flugzeuges kann sich innerhalb der gedachten Längsachse X

nach vorn oder hinten vom Flugzeugschwerpunkt Z verschieben, ohne an der Erfindung selbst etwas zu ändern.

Patentanspruch

Flügelverbund-Flugzeuge mit aufrechtstehenden aerodynamischen Seitenrudern zur Flugzeug-Linear-, Lateral- und Zentralschwerpunkt-Steuerung, dadurch gekennzeichnet, daß auf und/oder unter einem Flügelverbund (1) und eines gedachten Drehkreises (Y) vor dem Flugzeugschwerpunkt (Z) je ein Seitenruder (2) und (3) gleichmäßig links und rechts von einer gedachten Flugzeuglängsachse (X) angeordnet ist, während ein weiteres Seitenruder (4) auf/unter dem gedachten Drehkreis (Y) hinter dem Flugzeugschwerpunkt (Z) liegend angeordnet ist. Die beiden vorderen Seitensteuerungsruder (2) und (3) sind mit ihren vornliegenden Drehgelenken (2a) und (3a) an dem gedachten Drehkreis (Y) befestigt, während das hintere Seitenruder (4) mit seinem mittigen Drehgelenk (4a) an der gedachten Flugzeuglängsachse (X) befestigt ist.

Hierzu 1 Seite(n) Zeichnungen

- Leerseite -

